

## 고도에 따른 발사체의 레이놀즈수 영향성 연구

The Reynolds Number Effects on the Projectile with an Altitude Change

<b>양영록*</b>	<b>허상범*</b>	<b>이영민**</b>	<b>조태환***</b>
Young-Rok Yang	Sang-Bum Hu	Young-Min Lee	Tae-Hwan Cho
	<b>명노신***</b>	<b>박찬우***</b>	
	Rho-Shin Myong	Chan-Woo Park	

### Abstract

A research was conducted about the Reynolds number effect on the projectile with an altitude change. The atmosphere conditions change in accordance with an altitude change. It effects the Reynolds number. To confirm how the phenomena affect the trajectory of the projectile, a computer program is designed with an altitude and a range considered. The MISSILE DATCOM which is based on the semi-empirical method was utilized to get aerodynamic coefficients. The result shows that the Reynolds number considerably changes as the altitude change. It causes to change the drag coefficient of the projectile. As the Reynolds number decreases, the skin friction drag increases significantly. It causes to decrease the maximum altitude and the range.

Keywords : Altitude Effects, Ballistic Trajectory, Reynolds Number Effects, Skin Friction Drag

### 1. 서론

넓은 영역의 레이놀즈수 변화를 갖는 대기 경계층 유동의 특징을 풍동시험에서 축소된 모델형태로 재현하는 것은 풍공학 시험의 중요한 부분이며 또한 여전히 어려운 문제이다. 풍동시험에서 레이놀즈수 상사는

기본원리이며 레이놀즈수 영향이 가급적 작게 시험될 수 있도록 계획되어야 하나 기존의 일반적인 풍동시험 시설에서는 레이놀즈수 영향을 피할 수 없다. 따라서 축소 모형을 사용하는 풍동시험에 관한 연구에서는 흔히 레이놀즈수의 영향(Reynolds Number Effects), 임계 레이놀즈수(Critical Reynolds Number)와 같은 용어나 이와 관련된 문제를 자주 만나게 된다<sup>[1]</sup>.

유동이 층류에서 난류로 전이(Transition)되는 지점에서의 레이놀즈수를 임계 레이놀즈수(Critical Reynolds Number)라고 한다. 실제로 이러한 전이는 점차적으로 진행되기 때문에 임계 레이놀즈수의 값은 대략적인 값으로 보아야 한다. 평판 위의 유동에 대해서는 임계 레이놀즈수는 약  $1 \times 10^5 \sim 1 \times 10^6$  정도이다. 이러한 레

† 2009년 5월 30일 접수~2009년 9월 11일 게재승인  
 \* 경상대학교(GNU)  
 \*\* 한국항공우주산업주식회사(KAI)  
 \*\*\* 경상대학교 & 항공기부품기술연구소(GNU & Research Center for Aircraft Parts Technology)  
 책임저자 : 양영록(yang@gnu.ac.kr)  
 교신저자 : 조태환(thcho@gnu.ac.kr)

이놀즈수 변화는 평판위의 경계층 유동을 변화시키며 이로 인해 공력특성이 변화한다. 이는 유체역학에 관련된 광범위한 분야에서 나타나는 매우 중요한 문제이며 풍동시험 및 공력해석에서 기본적으로 고려해야 할 사항이다<sup>[2~5]</sup>.

미 육군 M270 Multiple Launch Rocket System(MLRS)과 같은 단거리 지대지 미사일 경우 지상에서 발사하여 고 고도에 진입한 후 지상의 목표물을 향해 비행한다. 이와 같은 비행체는 고도의 변화가 크며 이로 인해 레이놀즈수가 급격하게 변화한다<sup>[6]</sup>. 따라서 이러한 탄도궤적을 갖는 발사체의 탄도궤적 해석에서는 고도 변화에 따른 레이놀즈수 변화의 영향이 고려되어야 한다. 하지만 탄도궤적에 따른 마하수, 레이놀즈수를 예측하기가 어렵고 앞서 설명한 바와 같이 풍동 시험에서는 레이놀즈수를 상사시키기 또한 힘들다. 공력해석 툴을 이용하는 경우 또한 레이놀즈수 변화를 고려한 공력 데이터베이스 구축에 많은 시간을 필요로 한다.

따라서 본 논문은 레이놀즈수 변화가 큰 탄도궤적을 갖는 발사체의 탄도궤적 해석 시 효율적인 해석방법 및 고도에 따른 레이놀즈수 변화가 탄도궤적에 미치는 영향에 관해 연구하였다. 이를 위해 사거리와 고도를 고려한 탄도궤적 해석 모델을 설계하였다. 이때 반실험적 기법을 이용한 공력해석 툴인 Missile DATCOM<sup>[7~9]</sup>을 직접 연결함으로써 공력 데이터베이스 구축 없이 빠른 탄도궤적 해석이 가능하도록 하였다.

## 2. 탄도궤적 해석 모델

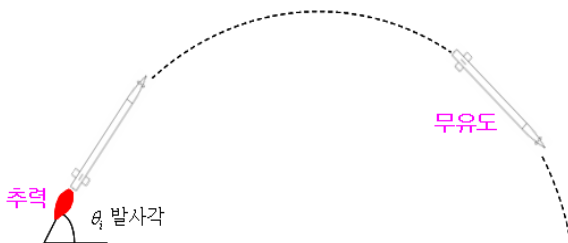


Fig. 1. 무유도 비행체의 탄도궤적

Fig. 1과 같은 탄도궤적을 갖는 발사체의 탄도궤적 해석을 위하여 사거리( $x$ )와 고도( $y$ )를 고려한 운동 방정식을 세웠다. 좌표축 및 발사체에 작용하는 힘은 Fig. 2와 같다. 운동방정식은 아래의 식 (1)과 같고  $u$

는  $x$ 방향의 속도이고  $w$ 는  $y$ 방향의 속도이다. 발사체는 질점으로 가정하였다.

$$\begin{aligned} \dot{u} &= \frac{T}{m} \cos(\gamma + \alpha) - \frac{L}{m} \sin\gamma - \frac{D}{m} \cos\gamma \\ \dot{w} &= \frac{T}{m} \sin(\gamma + \alpha) + \frac{L}{m} \cos\gamma - \frac{D}{m} \sin\gamma - g \end{aligned} \quad (1)$$

여기서

$\alpha$  : Angle of attack

$m$  : Mass

$D$  : Drag,  $L$  : Lift,  $T$  : Thrust

$$\gamma = \tan^{-1} \frac{w}{u} \quad (-90^\circ < \gamma < 90^\circ)$$

$$\vec{V} = (u, w), \quad V = \sqrt{u^2 + w^2}$$

이다.

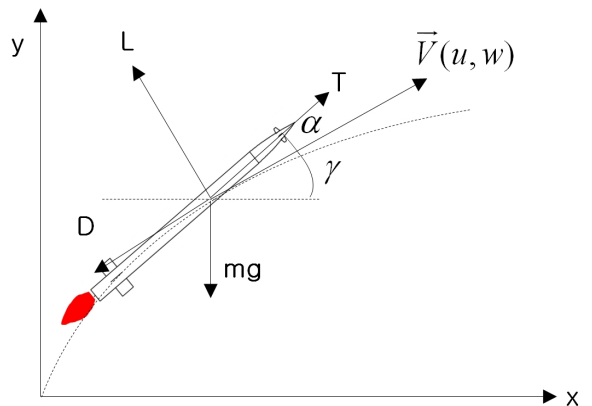


Fig. 2. 좌표축 및 발사체에 작용하는 힘

추력( $T$ ) 및 질량( $m$ )은 시간 변화에 따라 값이 변화하도록 설계하였다. 고도에 따른 대기조건 변화는 표준대기 표 및 표준대기 계산식을 이용하여 설계하였으며 동압, 마하수, 레이놀즈수 등을 계산할 때 이용하였다<sup>[10]</sup>. 양력( $L$ ), 항력( $D$ )은 비교적 빠른 시간에 공력해석 결과를 얻을 수 있는 반실험적 기법<sup>[11,12]</sup>을 이용한 Missile DATCOM을 이용하였다. 또한 사거리에 영향을 미치는 기저항력(Base Drag) 계산의 정확도를 높이기 위하여 추력이 있을 경우(Power-on)와 추력이 없을 경우(Power-off)를 고려한 공력계산이 수행될 수 있도록 시스템을 구축하였다.

고도에 따른 레이놀즈수 변화의 영향을 고려하기 위하여 다음과 같은 시스템을 구축하였다. 때 시간스텝



크게 발생한 것으로 판단된다. 구체적인 내용은 본 논문의 4. 결과 분석 부분에서 설명하였다.

#### 4. 결과 분석

두 유동이 상사(Similarity)이기 위해서는 동일한 기하학적 형상이어야 하며, 두 유동의 레이놀즈수가 동일하고, 두 유동의 오일러 수(Euler Number)가 동일해야 한다. 또한 압축성 유동의 경우 동적 상사성을 만족하기 위해서는 마하수가 일치하여야 한다. 어떤 유동의 경우는 주어진 실험장비와 유체로써는 도저히 맞출 수 없는 무차원 수까지도 요구되는 경우가 있다. 이러한 경우에는 어떠한 무차원 수가 가장 중요한지를 결정하여야 할 경우도 있다.

지대지 미사일과 같이 넓은 영역의 레이놀즈수 및 마하수 변화를 갖는 비행체는 모든 무차원수를 고려한 공력 데이터베이스 구축은 많은 시간 소요 및 어려움을 가진다. 따라서 가장 중요한 무차원 수를 결정하여 공력 데이터베이스를 구축하게 된다. 통상적으로 압축성 유동에 가장 중요한 무차원 수인 마하수를 기준으로 탄도궤적 해석을 위한 공력 데이터베이스 구축한다. 이는 속도 변화에 따른 레이놀즈수의 영향을 고려할 수 있으나 고도변화에 따른 레이놀즈수 변화를 고려할 수는 없다. 따라서 고도변화에 따른 레이놀즈수 영향을 분석할 필요가 있다.

고도변화를 고려하지 않은 탄도궤적 해석 결과와 고도변화를 고려한 탄도궤적 해석 결과를 비교하면 고도효과로 인해 사거리, 최대 고도, 마하수가 줄어든다. 운동방정식에 영향을 미칠 수 있는 부분을 분석해 보면 추력, 양력, 항력, 중력 등이 영향을 미칠 수 있다. 하지만 본 연구에서는 고도 변화에 따른 발사체의 레이놀즈 수 영향성을 분석하기 위하여 무유도 발사체의 탄도궤적을 해석하므로 양력 및 중력의 영향은 작을 것으로 판단된다. 또한 추력은 두 경우 모두 같게 작용하며 저 고도에서 짧은 시간 내에 연소되어 없어짐으로 영향이 적을 것으로 판단된다. 따라서 고도 변화에 의해 가장 큰 영향을 받는 항목은 항력이라고 판단된다.

발사체는 고도 0~21km까지 변화하며 Fig. 6과 같이 비행시간에 따라 레이놀즈수가 약  $2.1 \times 10^6 \sim 7.0 \times 10^7$  (m) 큰 폭으로 변화한다. 이는 발사체의 속도 및 고도에 따른 레이놀즈수 변화에 의해 나타난 것으로

이러한 넓은 범위의 레이놀즈수 변화는 발사체 주위의 경계층 유동을 변화 시킨다. 이로 인해 항력이 변화하였고 Fig. 7과 같이 발사체의 표면 마찰항력(Skin Friction Drag)에 영향을 주었다<sup>[14~17]</sup>.

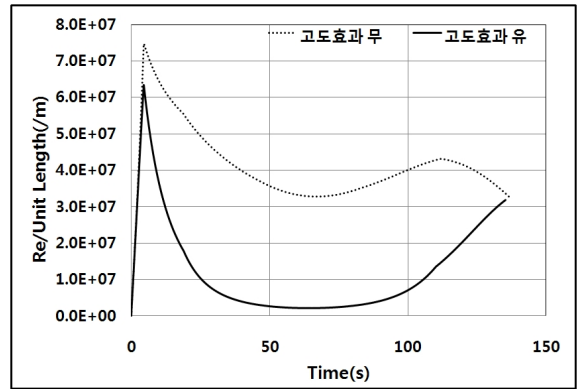


Fig. 6. 시간에 따른 레이놀즈수 변화

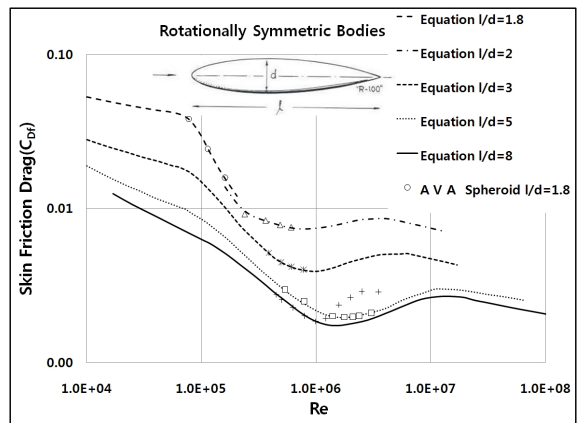


Fig. 7. 레이놀즈수 변화에 따른 항력계수 변화<sup>[14]</sup>

Fig. 8은 대상 모델의 동체에 대한 레이놀즈수에 따른 표면 마찰항력계수 변화를 나타낸 것이다. 레이놀즈수가 증가함에 따라 표면 마찰항력계수가 줄어드는 것을 확인할 수 있었으며 특히 표면 마찰항력이 감소하여 전체 항력이 줄어드는 것을 확인할 수 있었다. 고도에 따른 레이놀즈수 변화의 영향이 발사체의 표면 마찰항력에 주는 영향을 확인하기 위하여 마하수 1.6, 받음각 0°에서 표면 마찰항력 변화를 확인하였다. Fig. 9는 고도에 따른 표면 마찰항력 변화를 나타내는 그래프로 고도가 높아질수록 표면 마찰항력계수가 증가하는 것으로 나타났다. 이는 고도가 증가함에 따라

공기 밀도가 급격하게 감소하였고 이로 인해 레이놀즈수가 감소하여 Fig. 8과 같이 표면 마찰항력이 증가한 것이다. 따라서 지대지 미사일과 같이 고도변화가 큰 비행영역을 갖는 발사체의 경우에는 고도 변화에 따른 레이놀즈수의 영향(Reynolds Number Effects)을 고려한 탄도계적 해석이 필요하다고 판단된다.

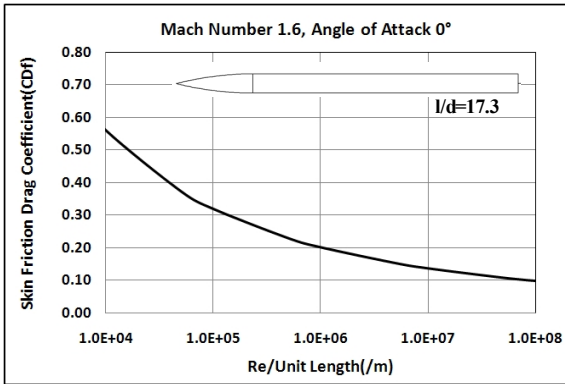


Fig. 8. 레이놀즈수에 따른 발사체의 항력계수 변화

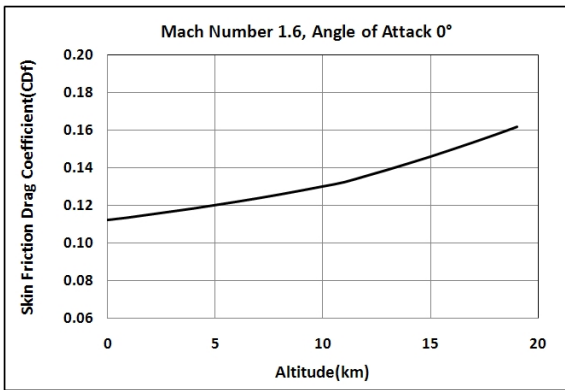


Fig. 9. 고도에 따른 발사체의 항력계수 변화

## 5. 결론

본 논문은 레이놀즈수 변화가 큰 탄도계적을 갖는 발사체의 탄도계적 해석 시 효율적인 해석방법 및 고도에 따른 레이놀즈수 변화가 탄도계적에 미치는 영향에 관해 연구하였다. 고도가 증가함에 따라 대기조건이 변화하여 레이놀즈수가 변화하였고 이로 인해 표면 마찰항력이 변화함을 확인할 수 있었다. 이러한 현상이 발사체의 탄도계적에 미치는 영향을 확인하기 위하

여 고도와 사거리를 고려한 해석 코드를 설계하였다. 이때 반실험적 기법을 이용한 공력해석 툴과 직접 연결함으로써 공력 데이터베이스 구축 없이 빠른 탄도계적 해석이 가능하도록 하였다. 탄도계적 해석 결과 고도변화에 의해 레이놀즈수가 큰 폭으로 변화하였으며 이로 인해 표면 마찰항력이 변화하였고 이러한 현상이 탄도계적에 영향을 주는 것을 확인할 수 있었다.

본 연구를 통해 고도에 따른 발사체의 레이놀즈수 영향을 추가함으로써 특정 레이놀즈수에 고정된 공력 데이터베이스를 이용한 탄도계적 해석 결과에 비해 물리적으로 타당한 결과를 얻을 수 있음을 확인할 수 있었다. 따라서 풍동시험 및 CFD를 통한 공력해석에서도 고도에 따른 레이놀즈수 효과를 추가하여 탄도계적 해석을 수행한다면 실제 비행시험과 유사한 결과를 얻을 수 있을 것이라 판단된다. 본 연구를 통해 구축된 탄도계적해석 프로그램은 공력 데이터베이스 구축이 필요 없으며 고도에 따른 레이놀즈수 영향 또한 고려할 수 있으므로 발사체의 초기 형상 설계 및 형상 최적화에 유용할 것이라 판단된다.

## 후 기

이 논문은 (주)한화와 한국학술진흥재단 중점연구소 사업(KRF-2008-005-J01002)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

## Reference

- [1] 성승학, “풍공학 모형실험에서 레이놀즈수의 영향”, 한국풍공학회지, 제9권, 제2호, pp. 134~143, 2005.
- [2] Metzgera, M. M. and Klewicki, J. C., “A Comparative Study of Near-Wall Turbulence in High and Low Reynolds Number Boundary Layers”, Physics of Fluids, Vol. 13, No. 3, pp. 692~701, 2001.
- [3] Roshko, A., “Experiments on the Flow Past a Circular Cylinder at Very High Reynolds Number”, Journal of Fluid Mechanics, pp. 345~356, 2006.
- [4] Ching, C. Y., Djenidi, L. and Antonia, R. A., “Low-Reynolds-Number Effects in a Turbulent

- Boundary Layer”, Experiments in Fluids, Vol. 19, No. 1, pp. 61~68, 1995.
- [5] Antonia, R. A. and Kim, J., “Low-Reynolds-number Effects on Near-Wall Turbulence”, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 276, pp. 61~68, 1994.
- [6] 권용수, 최봉석, “탄도미사일의 비행궤적 특성 해석”, 한국국방경영분석학회지, 제32권, 제1호, pp. 176~187, 2006.
- [7] Blake, W. B., Missile DATCOM User's Manual - 1997 Fortran 90 Revision, USAF, 1998.
- [8] Vukelich, S. R., Stoy, S. L., Burns, K. A., Castillo, J. A., and Moore, M. E., Missile DATCOM Volume I-Final Report, AFWAL-TR-86-3091, 1988.
- [9] 한명신, 명노신, 조태환, 황중선, 박찬혁, “Semi-Empirical 기법을 이용한 미사일 형상의 공력특성 해석”, 한국항공우주학회지, 제33권, 제3호, pp. 26~31, 2005.
- [10] Kueth, A. M., Chow, C. Y., Foundation of Aerodynamics, John Wiley & Sons, Inc., pp. 531~533.
- [11] Frank, G. M., Approximate Methods for Weapon Aerodynamics, AIAA, pp. 35~41, 2000.
- [12] Eugene L. F., Tactical Missile Design, AIAA Education Series, 2001.
- [13] Auman, L. M. and Kreeger, R. E., “Aerodynamic Characteristics of a Canard-Controlled Missile with a Free-Spinning Tail”, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, pp. 1~10, 1998.
- [14] Hoerner, S. F., Fluid-Dynamic Drag, Hoerner Fluid Dynamics, 1965.
- [15] Hoerner, S. F., Fluid-Dynamic Lift, Hoerner Fluid Dynamics, 1985.
- [16] Frank, M. W., Viscous Fluid Flow, McGraw-Hill, Inc., 1991.
- [17] Katz, J. and Plotkin, A., Low-Speed Aerodynamics, Cambridge, 2001.